

PATENT ABSTRACTS OF JAPAN

(11)Publication number : 07-019482

(43)Date of publication of application : 20.01.1995

(51)Int.Cl.

F23R 3/34

F23R 3/32

(21)Application number : 05-157472

(71)Applicant : TOSHIBA CORP

(22)Date of filing : 28.06.1993

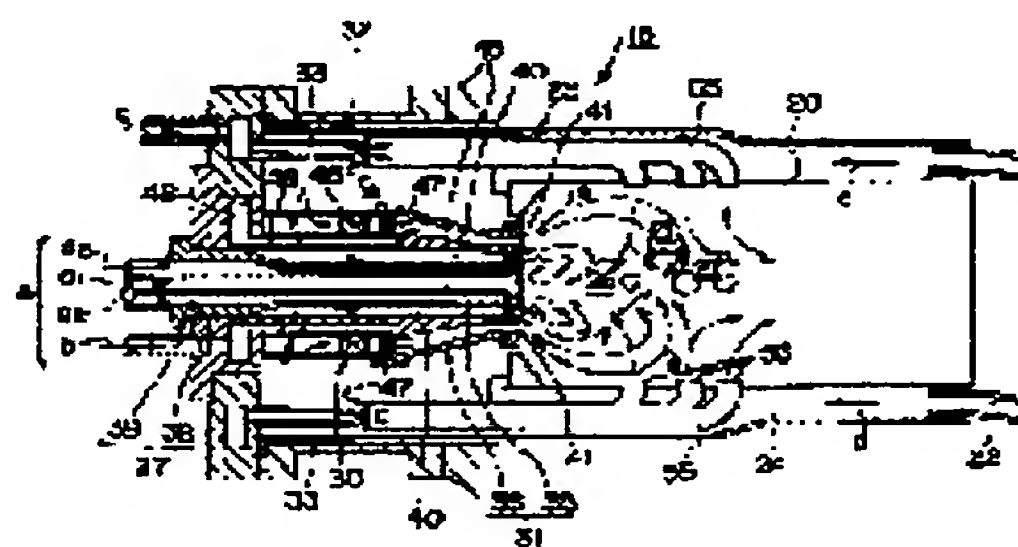
(72)Inventor : TAKAHARA KENJI
ITO MASAO
KOBAYASHI TADASHI

(54) GAS TURBINE COMBUSTION DEVICE

(57)Abstract:

PURPOSE: To provide a low NO_x state and assure a stable combustion by a method wherein a first stage fuel nozzle is constructed under a combination of a dispersion combustion nozzle and a pre-mixed combustion nozzle and a diameter of the pre-mixed combustion part is formed to be shorter than that of its downstream side.

CONSTITUTION: A gas turbine combustion device 15 is operated such that fuel is injected by a first stage fuel supplying means 30 into a first stage combustion region 26 within a combustion device liner 20 and in turn fuel is injected into a second stage combustion region 27 by a second stage fuel supplying means 32 under a lean state of fuel and the fuels are ignited within the combustion device liner 20. The first stage fuel supplying means 30 is constructed under a combination of a dispersion combustion nozzle 35 and a pre-mixed combustion nozzle 36, wherein a dispersion combustion having a superior combustion efficiency and stable combustion is realized by the dispersion combustion nozzle 35 and at the same time at the pre-mixed combustion nozzle 36, the diameter of the pre-mixed part at its upstream side is shorter than that of its downstream side so as to perform a stable combustion of the pre-mixed gas and to prevent its back-fire. Accordingly, a stable combustion can be attained and a low NO_x state may also be provided even under a state in which a rate of dispersion combustion with a frequent occurrence of NO_x is quite low.



LEGAL STATUS

[Date of request for examination]

31.08.1999

[Date of sending the examiner's decision of rejection]

[Kind of final disposal of application other than the examiner's decision of rejection or application converted registration]

BEST AVAILABLE COPY

[Date of final disposal for application]

[Patent number] 3335713

[Date of registration] 02.08.2002

[Number of appeal against examiner's decision
of rejection]

[Date of requesting appeal against examiner's
decision of rejection]

[Date of extinction of right]

(19)日本国特許庁 (JP)

(12) 公開特許公報 (A)

(11)特許出願公開番号

特開平7-19482

(43)公開日 平成7年(1995)1月20日

(51)Int.Cl. ⁶	識別記号	庁内整理番号	F I	技術表示箇所
F 2 3 R	3/34	7604-3G		
	3/32	7604-3G		

審査請求 未請求 請求項の数 7 O L (全 10 頁)

(21)出願番号 特願平5-157472

(22)出願日 平成5年(1993)6月28日

(71)出願人 000003078

株式会社東芝

神奈川県川崎市幸区堀川町72番地

(72)発明者 高原 健司

神奈川県横浜市鶴見区末広町2の4 株式
会社東芝京浜事業所内

(72)発明者 伊東 正雄

神奈川県横浜市鶴見区末広町2の4 株式
会社東芝京浜事業所内

(72)発明者 小林 正

神奈川県横浜市鶴見区末広町2の4 株式
会社東芝京浜事業所内

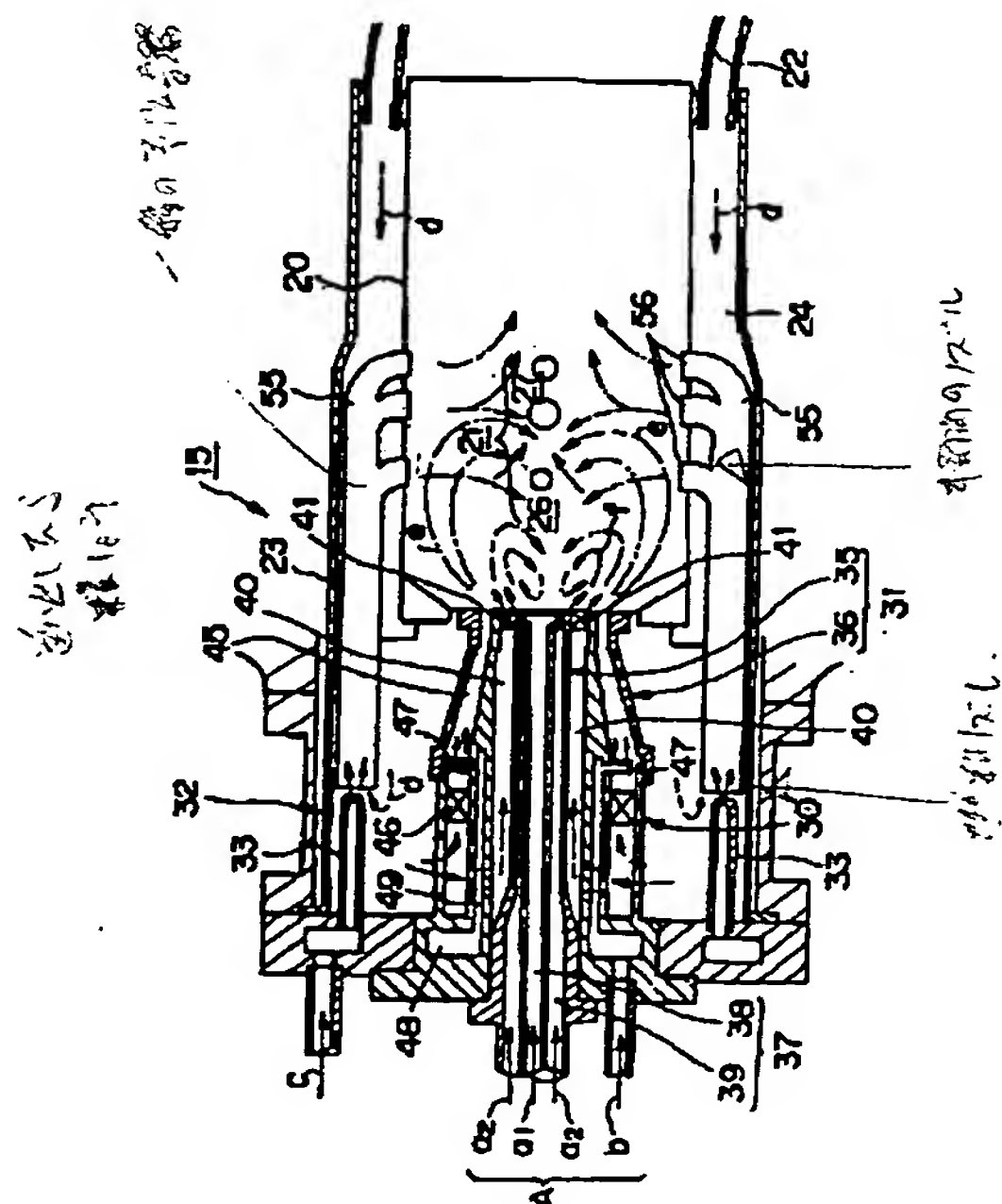
(74)代理人 弁理士 波多野 久 (外1名)

(54)【発明の名称】 ガスタービン燃焼器

(57)【要約】

【目的】 NO_xの発生の多い拡散燃焼の割合を大幅に減少させてより低NO_x化を図るとともに、拡散燃焼割合を減少させても安定した燃焼を確保することができるガスタービン燃焼器を提供するにある。

【構成】 ガスタービン燃焼器15は、燃焼器ライナ20内に形成される燃焼室21を、燃焼器ライナ20頭部側の第1段燃焼域26とこの燃焼域26下流側の第2段燃焼域27とに区画し、前記第1段燃焼域26に第1段燃料Aを噴射する第1段燃料供給手段30と、第2段燃焼域27に燃料希薄状態で予混合された第2段燃料Cを噴射させる第2段燃料供給手段31とをそれぞれ備えたガスタービン燃焼器15において、前記第1段燃料供給手段30は、第1段燃料Aを供給する第1段燃料ノズル31を、拡散燃焼用ノズル35と予混合燃焼用ノズル36とを組み合わせ構成し、上記予混合燃焼用ノズル36は第1段燃料Aと空気とを予混合させる予混合部を途中に備え、この予混合部は予混合流が縮流となるように上流側より下流側の径を小さく設定したものである。



【特許請求の範囲】

【請求項1】 燃焼器ライナ内に形成される燃焼室を、燃焼器ライナ頭部側の第1段燃焼域とこの燃焼域下流側の第2段燃焼域とに区画し、前記第1段燃焼域に第1段燃料を噴射する第1段燃料供給手段と、第2段燃焼域に燃料希薄状態で予混合された第2段燃料を噴射させる第2段燃料供給手段とをそれぞれ備えたガスタービン燃焼器において、前記第1段燃料供給手段は、第1段燃料を供給する第1段燃料ノズルを、拡散燃焼用ノズルと予混合燃焼用ノズルとを組み合わせ構成し、上記予混合燃焼用ノズルは第1段燃料と空気とを予混合させる予混合部を途中に備え、この予混合部は予混合流が縮流となるように上流側より下流側の径を小さく設定したことを特徴とするガスタービン燃焼器。

【請求項2】 前記第1段燃料ノズルは中央に拡散燃焼用ノズルが、この拡散燃焼用ノズルを取り囲むように予混合燃焼用ノズルがそれぞれ設けられたパイロット燃料ノズルである請求項1に記載のガスタービン燃焼器。

【請求項3】 前記第1段燃料ノズルの拡散燃焼用ノズルは中心部に軸方向に延びる燃料通路部が、この燃料通路部の外周に空気通路部が、それぞれ形成され、空気通路部の第1段燃焼域側に空気に旋回を付与するスワラと燃料通路部からの燃料噴出口を設けた請求項1または2に記載のガスタービン燃焼器。

【請求項4】 前記第1段燃料ノズルの拡散燃焼用ノズルに形成される燃料通路部は、大流量の第1段燃料を供給可能な第1の燃料通路部と全燃料流量に対し数%程度の小流量の第1段燃料を供給可能な第2の燃料通路部とがそれぞれ独立して設けられた請求項3に記載のガスタービン燃焼器。

【請求項5】 前記第1段燃料ノズルの予混合燃焼用ノズルは、拡散燃焼用ノズルを取り囲むようにアニュラー状の空気通路部を形成し、この空気通路部は入口側に空気を旋回させるスワラを、途中で空気と燃料を予混合させる予混合部を設けた請求項1または2に記載のガスタービン燃焼器。

【請求項6】 前記第1段燃料ノズルの予混合燃焼用ノズルは、アニュラー状空気通路部に燃料を噴出させる燃料噴出口をスワラの上流側および下流側の少なくとも一方に設けた請求項5に記載のガスタービン燃焼器。

【請求項7】 予混合燃焼用ノズルの燃料噴出口は、アニュラー状の空気通路部に放射状に突出する複数の突起部にそれぞれ設けられた請求項6に記載のガスタービン燃焼器。

【発明の詳細な説明】

【0001】

【産業上の利用分野】 本発明は、空気と燃料を予混合して燃焼させるガスタービン燃焼器に係り、特にガスタービン排気中に含まれるNO_x濃度を低減させるガスタービン燃焼器に関する。

【0002】

【従来の技術】 ガスタービンプラントやコンバインドサイクル発電プラントには、ガスタービン燃焼器が複数台組み込まれており、このガスタービン燃焼器にて燃焼せしめられた燃焼ガスをガスタービンに案内してガスタービンを駆動させるようになっている。この種のガスタービンプラントではタービン入口温度を上昇させるとタービン熱効率が向上することが知られており、タービン熱効率を向上させるためにタービン入口温度すなわちガスタービン燃焼等の出口温度の上昇が図られている。

【0003】 ガスタービン燃焼器は、ガスタービンや燃焼器材料の耐熱限界によって燃焼ガス温度が種々の制約を受けたり、ガスタービン燃焼器におけるNO_x（窒素酸化物）対策上、燃焼ガス温度は制約を受ける。

【0004】 ガスタービン燃焼器のNO_x発生の主な原因は、ガスタービン燃焼器内における燃焼ガスの局所的な高温化が挙げられ、NO_x発生量はガスタービン燃焼器の燃焼域の燃焼ガス温度に依存する。NO_xは、ガスタービン燃焼器内部で燃料と空気とが拡散混合して燃焼する中で、燃料と空気とが当量比1に近い状態で断熱火災温度に近い高温で拡散燃焼する場合、多量に発生する。

【0005】 ガスタービン燃焼器でNO_xの発生を低く押える方法として燃料と空気を予め燃料希薄状態で混合して燃焼させる希薄予混合燃焼方式がある。

【0006】 希薄予混合燃焼方式を採用したガスタービン燃焼器に、実公平4-43726号公報に開示されたものがある。このガスタービン燃焼器は、図6に示すように、メイン燃料の予混合化に加えてパイロット燃料も一部予混合化することにより、NO_x発生量の多い拡散燃焼を減少させ、大幅な低NO_xを図ったものである。

【0007】 図6に示す従来のガスタービン燃焼器は、燃焼器ライナ1内が第1段燃焼域2と第2段燃焼域3とに分けられる。燃焼器ライナ1の頭部にパイロット燃料ノズル4が設けられ、この燃料ノズル4から第1段燃焼域2にパイロット燃料Aを供給している。

【0008】 また、燃焼器ライナ1の周りにはメイン燃料ノズル5が噴出されるメイン燃料Cを空気と予混合される予混合ダクト6が設けられており、この予混合ダクト6で予混合されたメイン燃料Cは第2段燃焼域3に噴射されて燃焼を行なうようになっている。

【0009】 一方、パイロット燃料ノズル4は、中心部に軸方向に延びるパイロット燃料Aの燃料通路部4aが設けられており、この燃料通路部4aを取り囲むように空気通路部4bが設けられる。空気通路部4bの入口および出口（ライナ入口）には空気を旋回させるスワラ7、8が設置される。各スワラ7、8内またはスワラ下流部にパイロット燃料Aが噴出される構造となっている。

【0010】 従来のガスタービン燃焼器の運転は、着火

からガスタービン負荷がある程度部分負荷までは、図7に示すようにパイロット燃料ノズル4から噴出されるパイロット燃料aのみによる燃焼運転が行なわれる。このとき、パイロット燃料の燃料流量は1個の燃料制御弁9によりコントロールされてパイロット燃料ノズル4に供給され、このパイロット燃料ノズル4でパイロット拡散燃料aとパイロット予混合燃料bに分けられる。

【0011】パイロット拡散燃料aはスワラ8により拡散されて第1段燃焼域2に供給されて燃焼せしめられる一方、パイロット予混合燃料bは空気通路部4b内で空気と均一に混合された後、スワラ8から第1段燃焼域2内に噴射されて燃焼に供されるようになっている。

【0012】このときパイロット拡散燃料aとパイロット予混合燃料bの燃料配分は、各燃料噴射口の面積により一義的に決定されるが、低NOx化を図るため、スワラ7、8および空気通路部4bの通路面積はパイロット予混合燃料の燃空比（燃料の重量流量/空気の重量流量）を十分に低くするように比較的大きく定められる。

【0013】ガスタービンが高負荷運転域で運転されるようになると、図7に示すように、燃料制御弁9を絞ってパイロット燃料Aを減少させ、拡散燃焼割合を少なくすると共に、燃料制御弁10を開いてメイン燃料ノズル5にメイン燃料Cを供給している。供給されたメイン燃料Cは予混合ダクト6内で均一に混合された後、燃焼器ライナ1内に噴射され、第2段燃焼域3で燃焼せしめられる。予混合ダクト6は、全燃料流量の70～80%を占めるメイン燃料を十分に希薄予混合させる空気が流れる通路面積が確保される。

【0014】従来のガスタービン燃焼器では、メイン燃料に加えてパイロット燃料Aの一部を希薄予混合させているためにパイロット拡散燃料aの割合を少なくすることができ、大幅な低NOx化が図れる。しかし、この拡散燃料aの割合はパイロット燃料Aの流量により一義的に定まるため、全燃料流量に対し20%程度までしか絞ることができず、それ以上少なくすることが困難で、低NOx化にも限界があった。

【0015】従来のガスタービン燃焼器の別の例として、特開平4-98014号公報に開示されたものがある。このガスタービン燃焼器の例を図8および図9に示す。このガスタービン燃焼器は図6に示すガスタービン燃焼器と基本的な構造を同じとし、燃焼器ライナ1内に形成される燃焼室が第1段燃焼域2とその下流側の第2段燃焼室3とに分けられる。燃焼器ライナ1の周りに複数の予混合ダクト（予混合管）6が設けられ、この予混合ダクト6でメイン燃料を空気と燃料希薄状態で予め均一に予混合した後、予混合されたメイン燃料を第2段燃焼域3へ噴出し、燃焼させるようになっている。

【0016】図8に示すガスタービン燃焼器は、パイロット燃料ノズル4が拡散燃料ノズルのみで構成され、パイロット燃料ノズル4から噴出されるパイロット燃料A

はパイロット燃焼用スワラ8によって旋回流に形成される。この旋回流はパイロット燃料ノズル4下流側の環状旋回流ガイド11によって案内され、旋回流ガイド11の中心部位置に形成される第1段燃焼域2での安定燃焼を図っている。

【0017】この安定燃焼はNOxの多いパイロット拡散燃焼を行なうパイロット燃料Aが比較的少ない時にも得られるのでパイロット燃料ノズル4による拡散燃焼を少なくし、NOx発生がほとんどないメイン燃料ノズル5による予混合燃焼を多くする運転が可能となり、大幅な低NOx化が図られる。

【0018】他方、図9に示すガスタービン燃焼器は、図8に示すガスタービン燃焼器のパイロット燃料ノズル4を一部予混合化して大幅な低NOx化を図ったものである。

【0019】このガスタービン燃焼器は、パイロット燃料ノズル4から噴射されるパイロット燃料Aに旋回流を与えるパイロット燃料用スワラ8の上流側にパイロット予混合燃料ノズル7を追設し、この予混合燃料ノズル7からパイロット予混合燃料bを噴射し、空気通路部12内で燃料希薄状態で混合し、第1段燃焼域2にて予混合燃焼させるために、NOxの発生が少なくなっている。その際、パイロット拡散燃料aは図8に示すガスタービン燃焼器に較べて少なくなっているため低NOxが達成される。

【0020】ところが、近年のガスタービンプラントにおいては、ガスタービンの熱効率のより一層の効率化を図るため、ガスタービン燃焼器での燃焼ガス温度の高温化が模索されており、この燃焼ガス温度の高温化に伴って低NOx化への要求がより一層高まりつつある。低NOx化の目標値を達成するためには、NOx発生量の多い拡散燃焼を全燃焼量に対し数%程度に押え、残りの全てをNOxがほとんど生じない予混合希薄燃焼させる低NOxのガスタービン燃焼器の開発が要求されている。

【0021】

【発明が解決しようとする課題】図6に示す従来のガスタービン燃焼器では、パイロット予混合燃料bを十分に燃料希薄混合させるために、比較的多量の空気をパイロット予混合燃料用スワラ7および空気通路部4bに流す設計構造であるため、パイロット拡散燃料スワラ8が比較的大型化し、小型化を図ることが困難である。このため、パイロット拡散燃料aを全燃料流量の数%程度に減少させると不完全燃焼や失火等の不安定燃焼が生じる問題があった。1つのパイロット燃料ノズル4で燃料噴射口からの差圧を十分に保持したまま、パイロット拡散燃焼を全燃料流量の30%程度から数%程度まで変化させる運転は不可能であった。

【0022】また、図9に示すガスタービン燃焼器に関しても全く同様な問題から全燃料に対するパイロット拡散燃料aを数%程度に絞り込めない問題がある。

【0023】さらに、図8に示すガスタービン燃焼器では、パイロット燃料ノズル4が拡散燃料ノズルのみの構成となっているため、メイン燃料Cによる予混合燃焼が開始できるガスタービン負荷までは NO_x の発生が多いパイロット拡散燃焼単独の運転となる。

【0024】このパイロット拡散燃焼単独の運転では、パイロット燃料による拡散燃焼を維持するため、拡散燃焼に必要な比較的多い空気量をパイロット燃料用スワラ8から流入させる設計となっている。このため、図8に示すガスタービン燃焼器において、メイン燃料Cが投入されて低 NO_x の予混合燃焼が開始されるガスタービン高負荷域では、パイロット拡散燃料割合を低減させることができず、数%程度に減少させると、図4に示すガスタービン燃焼器と同様、不完全燃焼や失火等の不安定燃焼が避けられない問題がある。

【0025】従来のガスタービン燃焼器では、全燃料流量に対し数%のパイロット拡散燃焼を行なうための専用の空気通路部と保炎機構を備えない欠点があった。

【0026】本発明は、上述した事情を考慮してなされたもので、 NO_x の発生が多い拡散燃焼の割合を大幅に減少させてより低 NO_x 化を図るとともに、拡散燃焼割合を減少させても安定した燃焼を確保することができるガスタービン燃焼器を提供することを目的とする。

【0027】本発明の他の目的は、ガスタービンの定常負荷運転時に、拡散燃焼割合を全燃料流量の数%以内に抑えて超低 NO_x 化を図るとともに、拡散燃焼用ノズルの小型化による安定燃焼を確実に得られるようにしたガスタービン燃焼器を提供するにある。

【0028】本発明のさらに他の目的は、第1段燃料ノズルの予混合燃焼用ノズル内を案内される予混合流が縮流となるようにして予混合燃料ガスの安定燃焼を逆火防止を図ることができ、大幅な低 NO_x 化が図れるガスタービン燃焼器を提供するにある。

【0029】本発明の別の目的は、第1段燃料ノズルの拡散燃焼用ノズルに形成される燃料通路部を、第1の燃料通路部と第2の燃料通路部とに独立して形成し、各燃料流量に適した燃料噴射口を形成することにより、より一層安定化した燃焼を行なうことができるガスタービン燃焼器を提供するにある。

【0030】本発明のさらに別の目的は、第1段燃料ノズルの予混合燃焼用ノズルに形成された予混合部で予混合燃料と空気とをより一層均一に混合させ、低 NO_x 化を図ることができるガスタービン燃焼器を提供するにある。

【0031】

【課題を解決するための手段】本発明に係るガスタービン燃焼器は、上述した課題を解決するために、請求項1に記載したように、燃焼器ライナ内に形成される燃焼室を、燃焼器ライナ頭部側の第1段燃焼域とこの燃焼域下流側の第2段燃焼域とに区画し、前記第1段燃焼域に第

1段燃料を噴射する第1段燃料供給手段と、第2段燃焼域に燃料希薄状態で予混合された第2段燃料を噴射させる第2段燃料供給手段とをそれぞれ備えたガスタービン燃焼器において、前記第1段燃料供給手段は、第1段燃料を供給する第1段燃料ノズルを、拡散燃焼用ノズルと予混合燃焼用ノズルとを組み合わせ構成し、上記予混合燃焼用ノズルは第1段燃料と空気とを予混合させる予混合部を途中に備え、この予混合部は予混合流が縮流となるように上流側より下流側の径を小さく設定したものである。

【0032】また、上述した課題を解決するために、本発明に係るガスタービン燃焼器は、請求項1の記載内容に加えて、請求項2に記載したように、前記第1段燃料ノズルは中央に拡散燃焼用ノズルが、この拡散燃焼用ノズルを取り囲むように予混合燃焼用ノズルがそれぞれ設けられたパイロット燃料ノズルであり、さらに、請求項3に記載したように前記第1段燃料ノズルの拡散燃焼用ノズルは中心部に軸方向に延びる燃料通路部が、この燃料通路部の外周に空気通路部が、それぞれ形成され、空気通路部の第1段燃焼域側に空気に旋回を付与するスワラと燃料通路部からの燃料噴出口を設けたものであり、さらに、請求項4に記載したように前記第1段燃料ノズルの拡散燃焼用ノズルに形成される燃料通路部は、大流量の第1段燃料を供給可能な第1の燃料通路部と全燃料流量に対し数%程度の小流量の第1段燃料を供給可能な第2の燃料通路部とがそれぞれ独立して設けられたものである。

【0033】さらに、本発明に係るガスタービン燃焼器は、上述した課題を解決するために、請求項1または2の記載内容に加えて、請求項5に記載したように前記第1段燃料ノズルの予混合燃焼用ノズルは、拡散燃焼用ノズルを取り囲むようにアニュラー状の空気通路部を形成し、この空気通路部は入口側に空気を旋回させるスワラを、途中に空気と燃料を予混合させる予混合部を設けたものであり、さらに、請求項6に記載したように前記第1段燃料ノズルの予混合燃焼用ノズルは、アニュラー状空気通路部に燃料を噴出させる燃料噴出口をスワラの上流側および下流側の少なくとも一方に設けたり、また、請求項7に記載したように予混合燃焼用ノズルの燃料噴出口は、アニュラー状の空気通路部に放射状に突出する複数の突起部にそれぞれ設けられたものである。

【0034】

【作用】このガスタービン燃焼器は、第1段燃料供給手段により燃焼器ライナ内の第1段燃焼域に燃料を噴射させる一方、第2段燃料供給手段により燃料希薄状態で第2段燃焼域に燃料を噴射させて燃焼器ライナ内で燃焼させる一方、第1段燃料供給手段は、第1段燃料ノズルを拡散燃焼用ノズルと予混合燃焼用ノズルとを組み合わせ構成し、拡散燃焼用ノズルで燃焼効率と燃焼安定性に優れた拡散燃焼を実現するとともに、予混合燃焼用ノズル

で NO_x がほとんど発生しないように燃料希薄状態で予混合する予混合部を上流側より下流側の径を小さくして予混合ガスの安定燃焼と逆火防止を図ることができ、 NO_x の発生の多い拡散燃焼の割合が極めて少ない状態で安定燃焼を確保して大幅な低 NO_x 化が図れ、拡散燃焼割合を減少させても安定した燃焼を確保できる。

【0035】ガスタービン燃焼器に備えられる第1段燃料ノズルの拡散燃焼用ノズルは中心部に燃料通路部をこの通路部周りに同心状に全燃料流量の数%の拡散燃料に適した空気流量を流す空気通路部をそれぞれ形成し、空気通路部の燃焼器ライナ入口側に空気に旋回を与えるスワラと燃料噴射口を設けた構造とすることにより、燃料効率と燃焼安定性に優れた拡散燃焼を実現させることができる。

【0036】その際、拡散燃焼用ノズルは、燃料通路部を第1燃料通路部と第2燃料通路部とにそれぞれ独立させて設けたので、第1燃料通路部をガスタービン低負荷時に比較的多量の拡散燃焼用燃料を流す燃料通路に、第2燃料通路部をガスタービン高負荷の低 NO_x 運転時に全燃料流量に対し数%の拡散燃焼用燃料を流す燃料通路として形成でき、各燃料通路部の下流側に各燃料流量に適した開口面積の燃料噴射口を設けることにより、一層安定した燃焼が得られ、超低 NO_x 化が図れる。また、拡散燃焼用ノズルの空気通路部は全燃料流量の数%の拡散燃料に対応した通路面積でよいので小型化が図れ、この拡散燃焼用ノズルの小型化による安定燃焼が確実に得られる。

【0037】また第1段燃料供給手段の予混合燃焼用ノズルにおいて燃料噴出口をアニュラー状の空気通路部に対して放射方向に突起状に形成し、この突起部の軸方向位置に複数の燃料噴出口を設けて燃料を分散して噴射する事により、より一層均一な混合が得られ、低 NO_x 化を図ることが出来る。

【0038】

【実施例】以下、本発明に係るガスタービン燃焼器の一実施例について添付図面を参照して説明する。

【0039】図1は本発明に係るガスタービン燃焼器15を採用したガスタービンプラント16の略示図である。このガスタービンプラント16はガスタービン17と同軸にコンプレッサ18を設けた例が代表的に示されている。このガスタービンプラント16はコンプレッサ18の駆動により吐出された圧縮空気をガスタービン燃焼器15に案内し、このガスタービン燃焼器15の燃焼器ライナ20内に形成される燃焼室21で燃料とともに燃焼させ、その燃焼ガスをトランジションピース22を経てガスタービン17に案内し、このガスタービン17を駆動させて仕事をし、ガスタービン17に連結された発電機（図示せず）を回転駆動させるようになっている。

【0040】ガスタービン燃焼器15はコンプレッサ1

8とガスタービンの中間において周方向に複数台設置される。ガスタービン燃焼器15は、図2に示すように燃焼器外筒23内に燃焼器ライナ20が内筒として収納される。燃焼器ライナ20内には燃焼室21が形成され、外筒23と内筒20との間に環状（スリーブ状）の圧縮空気の流路24が形成される。この空気流路24を通してコンプレッサ15からの吐出空気が案内される。

【0041】燃焼器ライナ20内に形成される燃焼室21は燃焼器ライナ20の頭部側に形成される第1段燃焼域26とこの燃焼域下流側に形成される第2段燃焼域27とに区画される。

【0042】また、燃焼器ライナ20の頭部側には第1段燃焼域26に第1段燃料としてのパイロット燃料を噴射させる第1段燃料供給手段30が設けられ、この第1段燃料供給手段30は第1段燃焼域26にパイロット燃料Aを供給する第1段燃料ノズルとしてのパイロット燃料ノズル31が設置され、このパイロット燃料ノズル31の外側に第2段燃焼域27に第2段燃料としてのメイン燃料を供給する第2段燃料供給手段32が設けられる。第2段燃料供給手段32は、パイロット燃料ノズル31の外周側に設置された複数の第2段燃料ノズルとしてのメイン燃料ノズル33をする。パイロット燃料ノズル31とメイン燃料ノズル33とは燃焼器外筒23の開口部を覆うヘッドプレート34に設けられる。

【0043】パイロット燃料ノズル31は中央側のパイロット拡散燃焼用ノズル35と周辺側のパイロット予混合燃焼用ノズル36とから構成され、燃焼器ライナ20内の第1段燃焼域26に燃料を噴射させるようになっている。

【0044】パイロット拡散燃焼用ノズル35の燃料通路部37は同心状の二重筒構造に形成され、中心側にパイロット第1拡散燃料 a_1 を案内するパイロット拡散燃料第1通路部38が、この第1通路部38を取り囲むようにパイロット第2拡散燃料 a_2 を流すパイロット拡散燃料第2通路部39がそれぞれ設けられる。

【0045】パイロット拡散燃焼用ノズル35には、さらに、パイロット拡散燃料第2通路部39を取り囲むようにアニュラー状（スリーブ状）のパイロット拡散燃焼用空気通路部40が構成される。この空気通路部40は全燃料流量に対し数%程度例えば2%～4%の拡散燃料に適した空気流量を流す流路構造に形成される。この拡散燃焼用空気通路部40の先端（燃焼器ライナ20入口側）には、図3に示すようにパイロット拡散燃焼用スワラ41と互いに独立したパイロット拡散燃料第1および第2噴射口43、44が設けられる。パイロット拡散燃料第1噴射口43と2噴射口44はパイロット拡散燃焼用スワラ41の旋回羽根（図示せず）間に開口する一方、旋回羽根はパイロット拡散燃焼用空気通路部40の出口側に周方向に沿って複数枚、例えば12枚設けられる。

る。

【0046】一方、パイロット燃料ノズル31のパイロット予混合燃焼用ノズル36はパイロット拡散燃焼用ノズル35を取り囲む構造となっている。パイロット予混合燃焼用ノズル36はパイロット拡散燃焼用空気通路部40の外側に同心円状に形成されたパイロット予混合燃焼用空気通路部45を有し、この空気通路部45はアニュラー状（スリーブ状）通路となっている。パイロット予混合燃焼用空気通路部45の入口部にはパイロット予混合燃焼用スワラ46が、アニュラー状の空気通路部45のスワラ46の下流側（あるいは上流側）には、パイ

ロット予混合燃焼用ノズル47が放射状に突設される。このパイロット予混合燃料ノズル47へは、パイロット予混合燃料bがパイロット予混合ヘッダ48を経て予混合燃料通路49から供給される。

【0047】パイロット予混合燃焼用ノズル36の空気通路45は途中（スワラ46の下流側）が空気とパイロット予混合燃料とを混合させる予混合部として形成され、この予混合部は上流側から下流側の燃焼器ライナ入口側の径が絞られて小径化され、予混合流は縮流となるように構成される。

【0048】また、パイロット燃焼用ノズル31のパイロット拡散燃焼用ノズル35のノズル先端部には図3に示すように、冷却用エアーヘッダ50が形成され、このエアーヘッダ50から燃焼器ライナ20内に複数のインピンジ孔（小孔）51が穿設されており、パイロット拡散燃焼用ノズル35のライナ側端面を冷却している。エアーヘッダ50にはパイロット拡散燃焼用ノズル35の空気通路部40がパイロット拡散燃料第1および第2噴射口43、44を迂回して延びるエアー供給孔（図示せず）を介して連通している。

【0049】パイロット燃料ノズル31に形成される空気通路部40、45には連通口を介して空気流路24に連通されており、コンプレッサから吐出された圧縮空気が連通口を介して各空気通路部40、45に送られるようになっている。

【0050】他方、燃焼器ライナ20の外周には、予混合手段を構成する複数の予混合ダクトあるいは予混合管55がメイン燃料ノズル33に対向して設置され、第2段燃料供給手段32が構成される。予混合ダクト55の入口には第2段燃料ノズルとしてのメイン燃料ノズル33が臨んでおり、メイン燃料ノズル33から噴射されるメイン燃料Cと空気流路24を通して送られた圧縮空気dとを予混合ダクト55内で均一に予混合させ、ダクト出口から第2段燃焼域27内に噴射させるようになっている。ダクト出口には予混合ダクト55の長手方向に沿って複数の燃料噴射口56が開口している。

【0051】次に、ガスタービン燃焼器15の作用を説明する。

【0052】ガスタービン燃焼器15の運転はガスタービン17の運転に応じて制御され、ガスタービン17が

着火してからガスタービン負荷が0%までは、第1段燃料ノズルとしてのパイロット燃料ノズル31のパイロット拡散燃料第1通路部38のみにパイロット第1拡散燃料a₁が供給される。

【0053】パイロット拡散燃料第1通路部a₁は比較的大きな開口面積を持つパイロット拡散燃料第1噴射口43から比較的多量のパイロット第1拡散燃料a₁が噴出される。噴射されたパイロット第1拡散燃料a₁はパイロット拡散燃焼用スワラ41から旋回して噴出される燃焼空気と反応して拡散燃焼を行ない、第1段燃焼域26内で安定燃焼する。

【0054】ガスタービン負荷が0%負荷から上昇するに伴い、図4に示すように、トータル（全）燃料流量が増加するので、パイロット第1拡散燃料a₁に加えてパイロット第2拡散燃料a₂およびパイロット予混合燃料bを投入する。パイロット第2拡散燃料a₂はタービン高負荷運転域において超低NO_x燃焼運転を行なう際の安定な火種となるもので、ガスタービン17の全運転負荷域にわたって実線Fで示す全燃料流量の数%が常に投入される。

【0055】一方、パイロット予混合燃料bは、燃料と空気の比である燃空比が予混合燃料の燃料希薄側で可燃範囲に保たれるように燃料流量が決定される。トータル燃料流量Fからパイロット第2拡散燃料a₂とパイロット予混合燃料流量bを引いた残りがパイロット第1拡散燃料a₁として投入される。

【0056】パイロット予混合燃焼用ノズル36はアニュラー状空気通路部45に対して放射状（半径方向）に突出して形成され、上記予混合燃料ノズル36の軸方向に複数の燃料噴射口が設けられているので、パイロット予混合燃焼用ノズル36の予混合部内で極めて均一な燃料希薄予混合ガス（燃料）が得られる。したがって、燃焼器ライナ20の第1段燃焼域26内で燃焼してもNO_xはほとんど発生しない。

【0057】パイロット予混合燃焼用ノズル36の予混合部の下流側（燃焼器ライナ入口側）の径を上流側の径より小さくすることにより、予混合ガスの流速が増加し、逆火防止を図ることができる。また、パイロット予混合燃焼用スワラ46の旋回角を例えば30°のように、適切に設定することで、燃焼器ライナ20内に噴射されたパイロット予混合燃料bは、符号eで示すように、安定火炎を形成しているパイロット拡散燃料a₁、a₂の流れfを包み込むように流すことができ、燃焼効率が高く、かつ安定した予混合燃焼が得られる。

【0058】さらに、ガスタービン負荷が上昇すると、燃焼器ライナ20の燃焼室21内での燃焼ガス温度が、第2段燃料である予混合燃焼用メイン燃料Cを多量に投入しても、CO等の未燃焼ガスがほとんど発生しない温度に達する。

【0059】このガスタービン負荷の時点で、図4に破

線gで示すようにメイン燃料Cを投入し、反対にパイロット第1拡散燃料 a_1 を絞り込んで供給を停止させる。このとき、パイロット第2拡散燃料 a_2 は全燃料流量の数%、好ましくは2~4%程度、パイロット予混合燃料bは燃空比が、予混合ガス燃料の可燃範囲内で最も燃料希薄となるように投入される。メイン燃料Cも予混合ダクト55内の予混合メイン燃料ガスCの燃空比が前記パイロット予混合燃料ガスbと同レベルになるよう投入する。メイン燃料Cは、全燃料流量Fの70%~80%程度投入できるように設定されている。

【0060】また、このガスタービン燃焼器15は、パイロット予混合燃料ノズル31のパイロット拡散燃焼用ノズル35の空気通路部40にパイロット拡散燃焼用スワラ41を設定し、このスワラ41は全燃料流量Fの数%に適した空気量となるように通路面積が設計できるため、微量のパイロット第2拡散燃料 a_2 での運転時にも、極めて安定した循環流fを第1段燃焼域26に形成することができ、吹き消え等が生じず、安定燃焼が確保される。

【0061】また、パイロット第2拡散燃料噴射口44がパイロット第1拡散燃料噴射口43から独立して設けられているので、燃料噴射口前後の燃料差圧を必要十分な値に設計できる。このため、燃焼振動が発生しない利点がある。一方パイロット予混合燃焼用ノズル36は、前述の様にパイロット予混合燃料循環流eがパイロット拡散燃料循環流fを包むように形成される構造となっているので稀薄な予混合パイロット燃料ガスcでも充分安定な燃焼が得られ、しかもNOxがほとんど発生しない。

【0062】さらにメイン燃料Cの予混合ガスは予混合ダクト55からライナ軸中心方向に、かつパイロット第2拡散燃料 a_2 およびパイロット予混合燃料bが燃焼する安定な着火源である第1段燃焼域26の直後の第2段燃焼域27に噴射されるので高効率で安定燃焼する。この時メイン予混合燃料Cの燃焼からはほとんどNOxが発生しない。結局NOxは全燃料流量Fの数パーセントの拡散燃焼から発生するのみでガスタービン燃焼器15全体としてはNOxの発生が極めて少ない超低NOx運転が可能となる。

【0063】このメイン燃料C投入直後のガスタービン負荷から100%のタービン負荷までの間はガスタービン燃焼器15出口の燃焼ガス温度がほぼ一定に保たれる。つまりトータル燃料Fとトータル空気量の比が常にほぼ一定の安定した運転となる。したがって図4に示すようにトータル燃料に対するパイロット第2拡散燃料 a_2 、パイロット予混合燃料bおよびメイン燃料流量Cの割合をほぼ一定に保った安定運転が出来、広いガスタービン負荷域にわたって超低NOx化を達成することが出来る。

【0064】図5は、このガスタービン燃焼器15の運

転で発生するNOx特性を、低NOx化された従来のガスタービン燃焼器のNOx特性と比較した実験データであり、このデータから、ガスタービン燃焼器15は従来の低NOxガスタービン燃焼器に較べて、NOx値が1/2~1/3に減少することがわかる。このガスタービン燃焼器15において、NOx値がピーク値hをとるとき、例えば20%~20数%のタービン負荷のとき、予混合メイン燃料Cの投入が開始され、例えば30%程度のガスタービン負荷時にNOx値が最小になる。このとき、パイロット第1拡散燃料 a_1 の供給が停止される。

【0065】なお、本発明に係るガスタービン燃焼器においては、燃焼性能が最も優れた基本的な構成例を一実施例で示したが、種々の変形が考えられる。

【0066】例えば、パイロット拡散燃料第1および第2通路部の位置を入れ替えたり、パイロット予混合燃料ノズルをパイロット予混合燃焼用スワラの上流側に配置したり、パイロット予混合燃料ノズルを突起形状に形成する必要がなく、パイロット予混合燃焼用空気通路部の内壁面あるいは外壁面、その他からパイロット予混合燃料を上記空気通路部に噴射させるようにしてもよく、さらに、パイロット拡散燃料通路部が第1燃料通路と第2燃料通路に分割されず、一体で1つの燃料通路構造としてもよい。

【0067】

【発明の効果】以上に述べたように、本発明に係るガスタービン燃焼器は、第1段燃料供給手段により燃焼器ライナ内の第1段燃焼域に燃料を噴射させる一方、第2段燃料供給手段により燃料希薄状態で第2段燃焼域に燃料を噴射させて燃焼器ライナ内で燃焼させる一方、第1段燃料供給手段は、第1段燃料ノズルを拡散燃焼用ノズルと予混合燃焼用ノズルとを組み合わせ構成し、拡散燃焼用ノズルで燃焼効率と燃焼安定性に優れた拡散燃焼を実現するとともに、予混合燃焼用ノズルでNOxがほとんど発生しないように燃料希薄状態で予混合する予混合部を上流側より下流側の径を小さくして予混合ガスの安定燃焼と逆火防止を図ることができ、NOxの発生の多い拡散燃焼の割合が極めて少ない状態で安定燃焼を確保して大幅な低NOx化が図れ、安定燃焼を確保しながら拡散燃焼割合を減少させることができる。

【0068】ガスタービン燃焼器に備えられる第1段燃料ノズルの拡散燃焼用ノズルは中心部に燃料通路部をこの通路部周りに同心状に全燃料流量の数%の拡散燃料に適した空気流量を流す空気通路部をそれぞれ形成し、空気通路部の燃焼器ライナ入口側に空気に旋回を与えるスワラと燃料噴射口を設けた構造とすることにより、燃焼効率と燃焼安定性に優れた拡散燃焼を実現させることができる。

【0069】その際、拡散燃焼用ノズルは、燃料通路部を第1燃料通路部と第2燃料通路部とにそれぞれ独立させて設けたので、第1燃料通路部をガスタービン低負荷

時に比較的多量の拡散燃焼用燃料を流す燃料通路に、第2燃料通路部をガスタービン高負荷の低 NO_x 運転時に全燃料流量に対し数%の拡散燃焼用燃料を流す燃料通路として形成でき、各燃料通路部の下流側に各燃料流量に適した開口面積の燃料噴射口を設けることにより、一層安定した燃焼が得られ、超低 NO_x 化が図れる。また、拡散燃焼用ノズルの空気通路部は全燃料流量の数%の拡散燃料に対応した通路面積でよいので小型化が図れ、この拡散燃焼用ノズルの小型化による安定燃焼が確実に得られる。

【0070】また第1段燃料供給手段の予混合燃焼用ノズルにおいて燃料噴出口をアニュラー状の空気通路部に対して放射方向に突起状に形成し、この突起部の軸方向位置に複数の燃料噴出口を設けて燃料を分散して噴射する事により、より一層均一な混合が得られ、低 NO_x 化を図ることが出来る。

【図面の簡単な説明】

【図1】本発明に係るガスタービン燃焼器を適用したガスタービンプラントを例示する略示断面図。

【図2】本発明に係るガスタービン燃焼器の一実施例を示す縦断面図。

【図3】本発明のガスタービン燃焼器に組み込まれる第1段燃料ノズルとしてのパイロット燃料ノズルのパイロット拡散燃焼用ノズルの先端部分を示す詳細図。

【図4】本発明に係るガスタービン燃焼器の各燃料流量とガスタービン負荷の関係（燃料配分）を示す図。

【図5】本発明に係るガスタービン燃焼器のガスタービン負荷に対する NO_x 濃度を従来のガスタービン燃焼器の NO_x 濃度と比較して示す図。

【図6】低 NO_x 化した従来のガスタービン燃焼器の一構造例を示す図。

【図7】図6に示すガスタービン燃焼器における各燃料配分を示す図。

【図8】低 NO_x 化した従来のガスタービン燃焼器の他

の構造例を示す断面図。

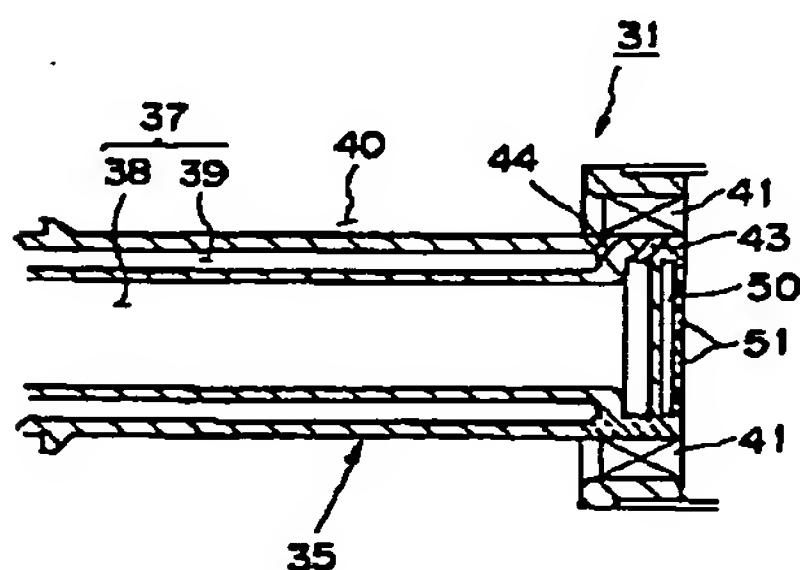
【図9】図8に示す従来のガスタービン燃焼器を変形させた構造例を示す図。

【図10】図9に示すガスタービン燃焼器における各燃料配分を示す図。

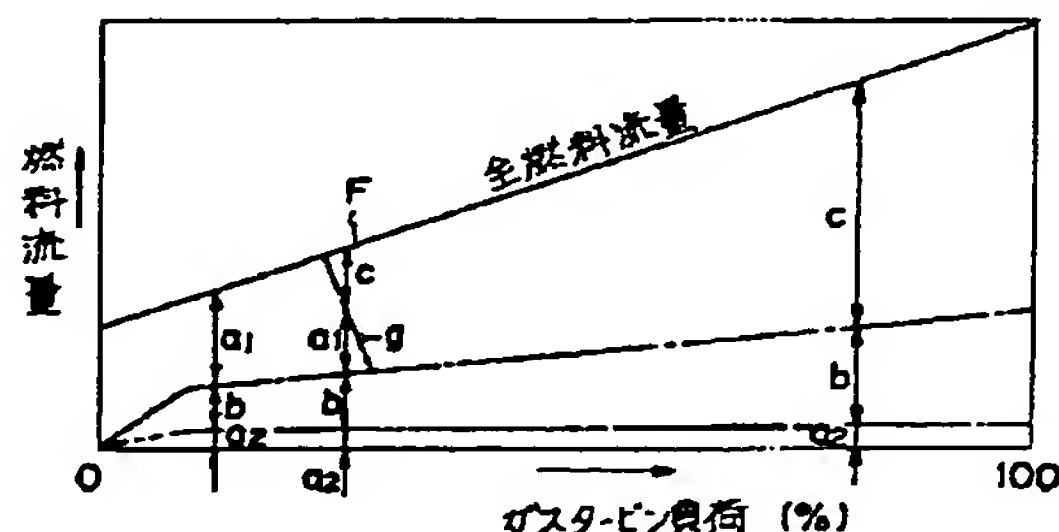
【符号の説明】

- 15 ガスタービン燃焼器
- 16 ガスタービンプラント
- 17 ガスタービン
- 18 コンプレッサ
- 20 燃焼器ライナ
- 21 燃焼室
- 22 トランジションピース
- 23 燃焼器外筒
- 24 空気流路
- 26 第1段燃焼域
- 27 第2段燃焼域
- 30 第1段燃料供給手段
- 31 パイロット燃料ノズル（第1段燃料ノズル）
- 32 第2段燃料供給手段
- 33 メイン燃料ノズル（第2段燃料ノズル）
- 34 ヘッドプレート
- 35 パイロット拡散燃焼用ノズル
- 36 パイロット予混合燃焼用ノズル
- 37 燃料通路部
- 38 パイロット拡散燃料第1通路部
- 39 パイロット拡散燃料第2通路部
- 40 パイロット拡散燃焼用空気通路部
- 41 パイロット拡散燃焼用スワラ
- 43 パイロット拡散燃料第1噴射口
- 44 パイロット拡散燃料第2噴射口
- 45 パイロット予混合燃焼用空気通路部
- 50 冷却用エアヘッダ

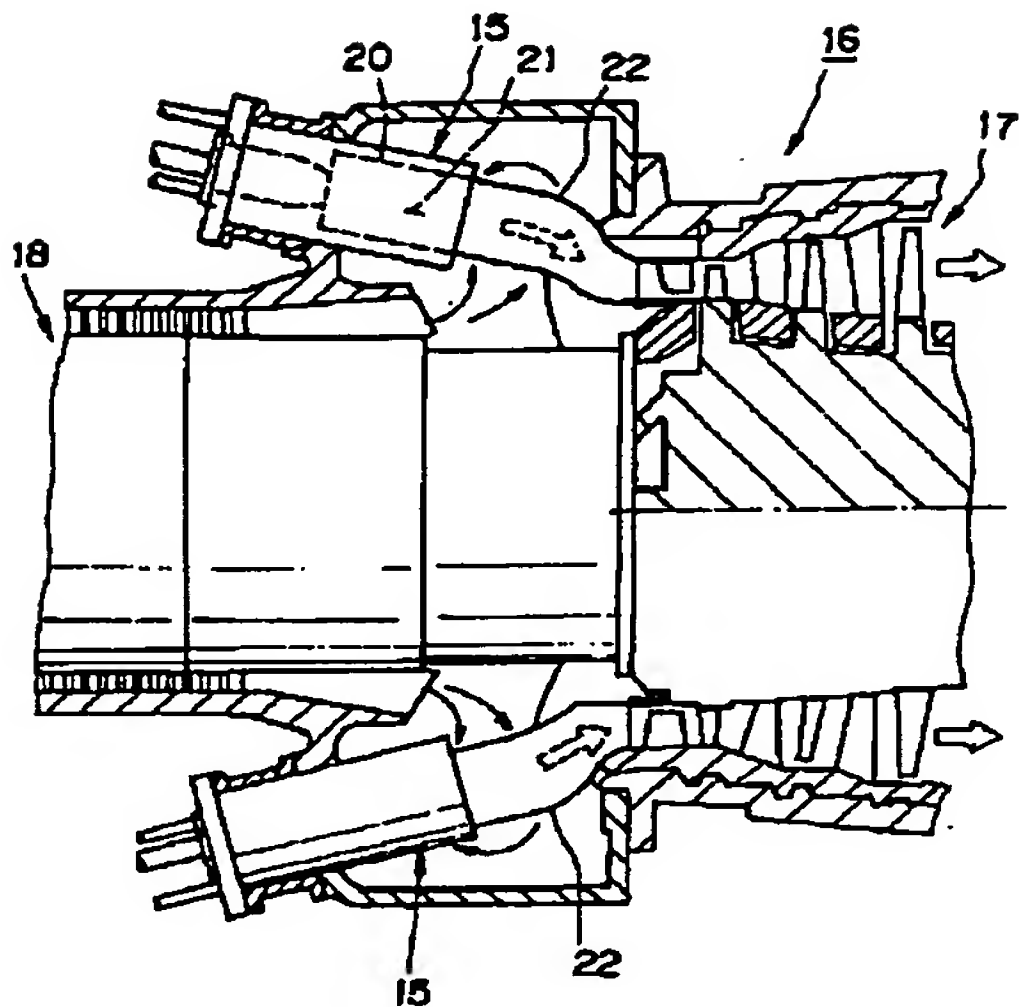
【図3】



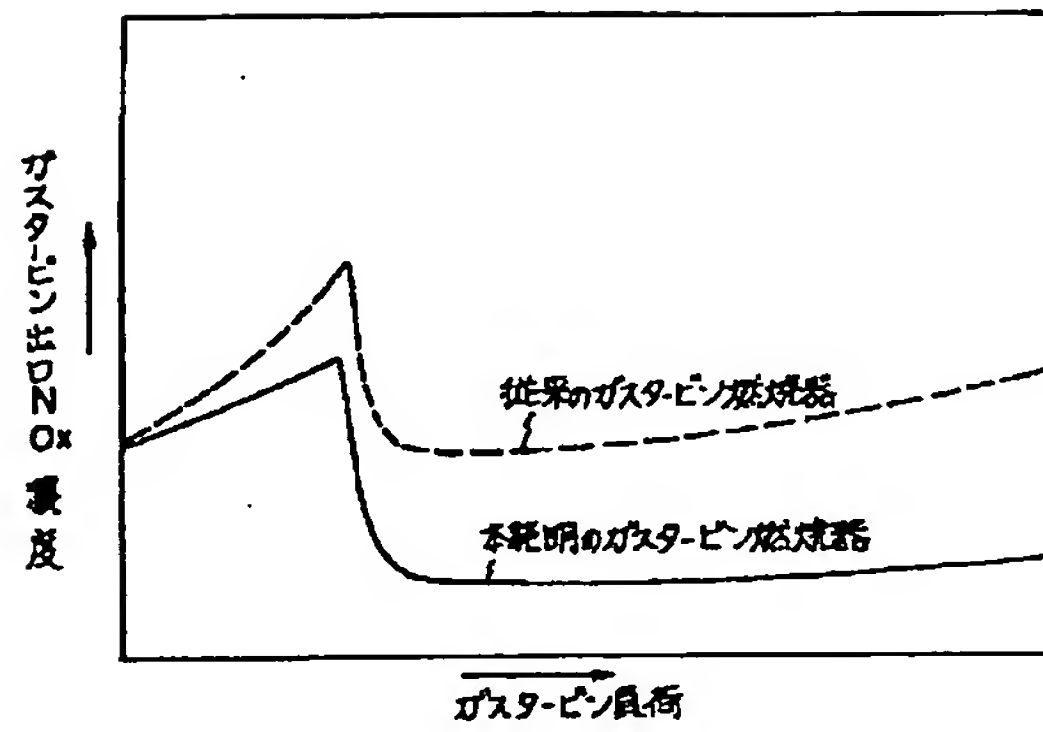
【図4】



【図1】

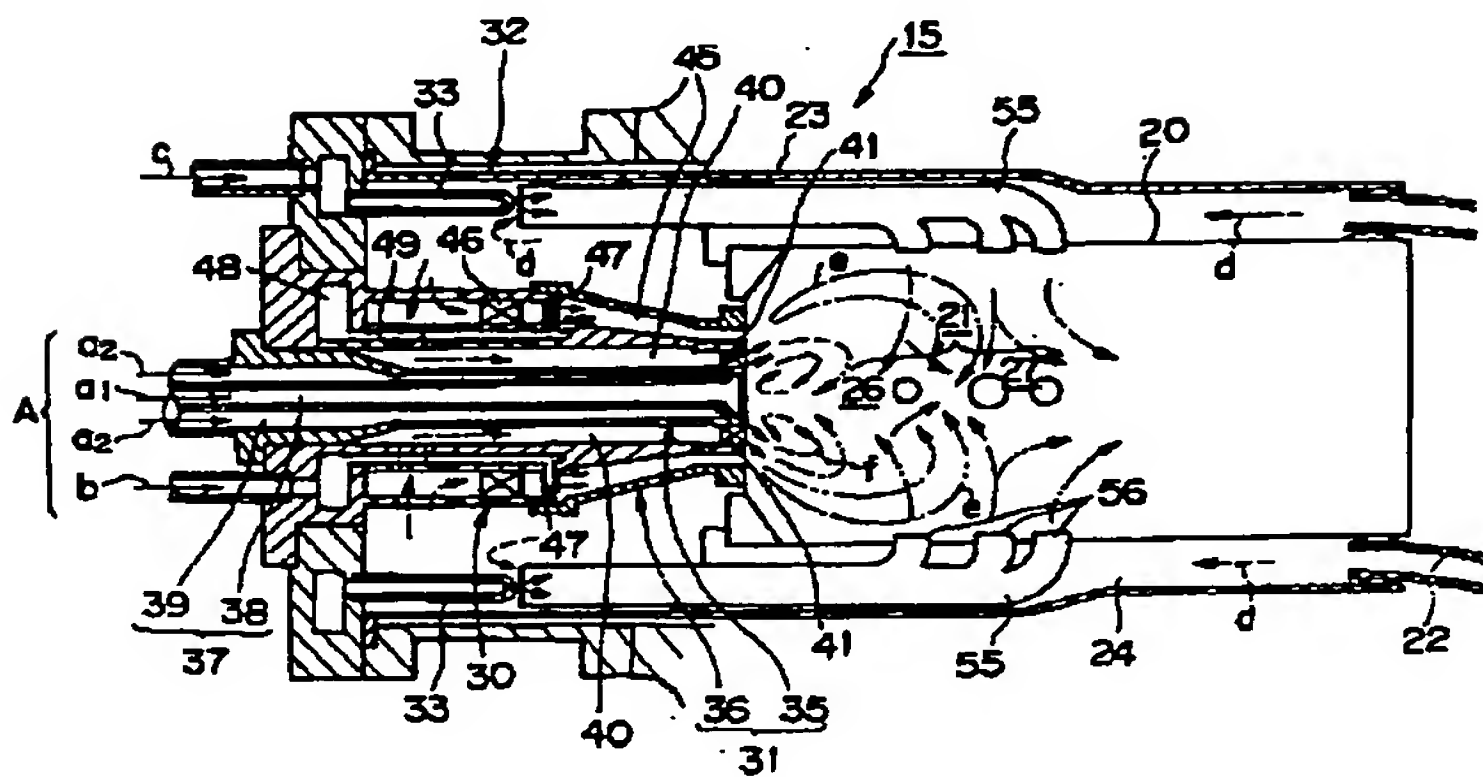


【図5】

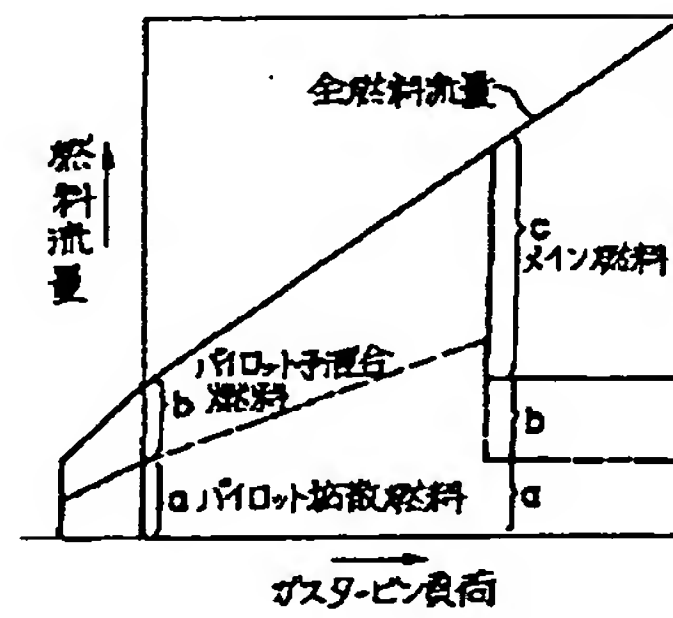


1154

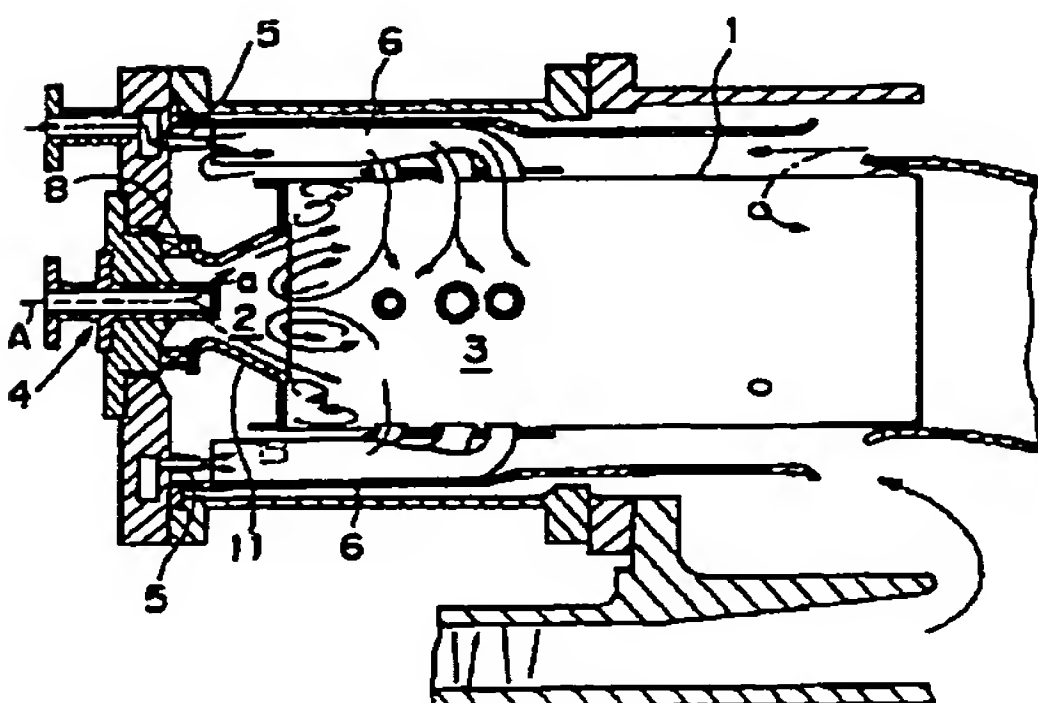
【図2】



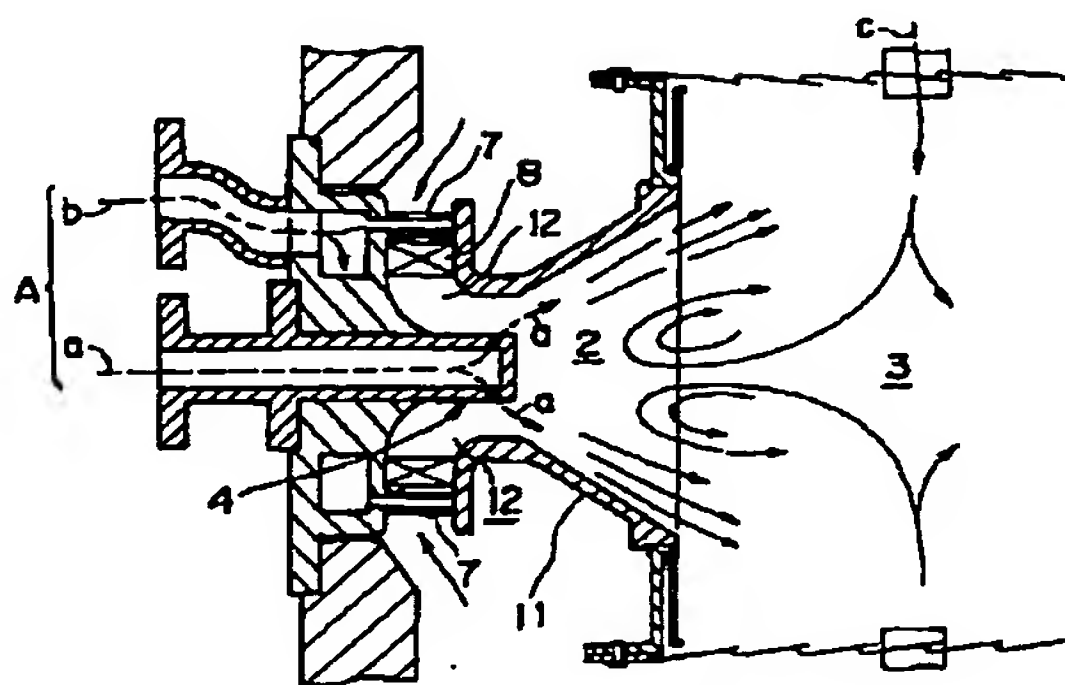
【図7】



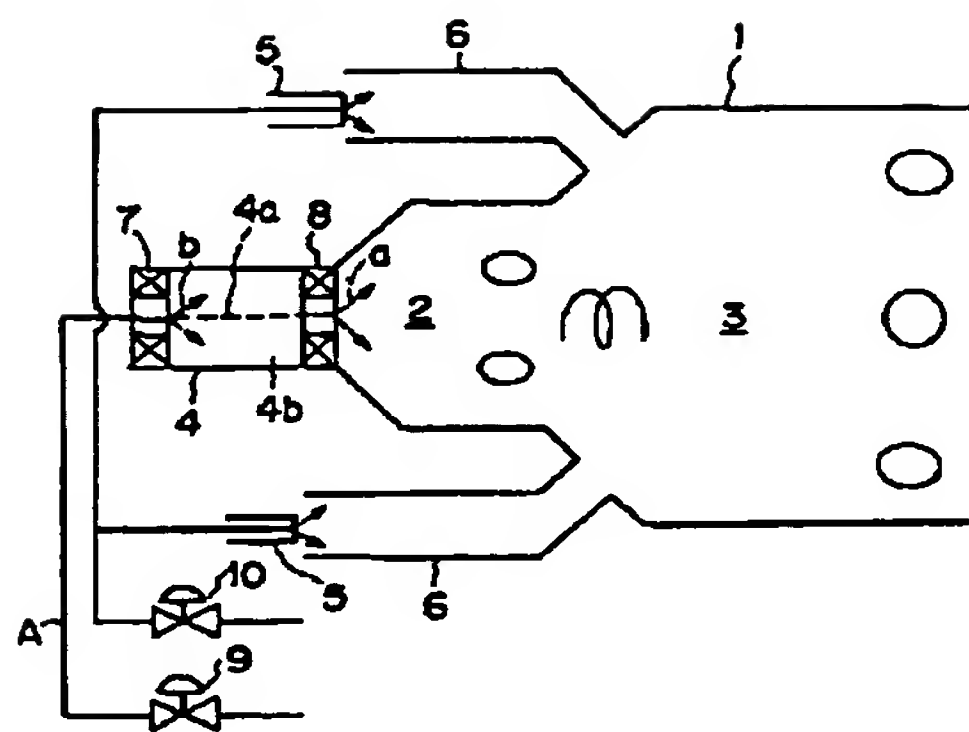
【図8】



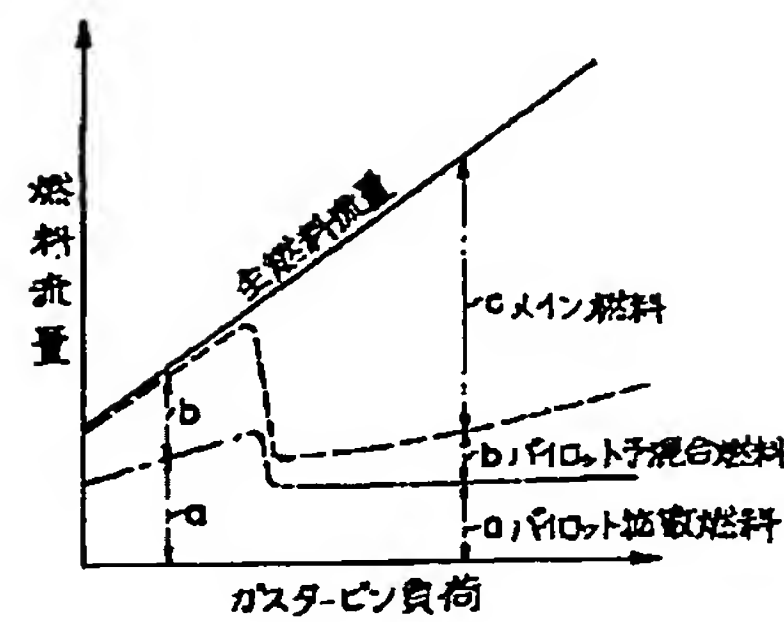
【図9】



【図6】



【図10】



**This Page is Inserted by IFW Indexing and Scanning
Operations and is not part of the Official Record**

BEST AVAILABLE IMAGES

Defective images within this document are accurate representations of the original documents submitted by the applicant.

Defects in the images include but are not limited to the items checked:

- ☐ **BLACK BORDERS**
- ☐ **IMAGE CUT OFF AT TOP, BOTTOM OR SIDES**
- ☒ **FADED TEXT OR DRAWING**
- ☒ **BLURRED OR ILLEGIBLE TEXT OR DRAWING**
- ☐ **SKEWED/SLANTED IMAGES**
- ☐ **COLOR OR BLACK AND WHITE PHOTOGRAPHS**
- ☐ **GRAY SCALE DOCUMENTS**
- ☐ **LINES OR MARKS ON ORIGINAL DOCUMENT**
- ☐ **REFERENCE(S) OR EXHIBIT(S) SUBMITTED ARE POOR QUALITY**
- ☐ **OTHER:** _____

IMAGES ARE BEST AVAILABLE COPY.

As rescanning these documents will not correct the image problems checked, please do not report these problems to the IFW Image Problem Mailbox.